Transport Canada
Transports Canada

Development Développement

TP 3926E

# Energy Efficient Aircraft Study

## Summary Report 1981 - 82

Prepared for the
Transportation
Development Centre
Transport Canada

October 29, 1982

CA1
DTC 801
82
E52
c.2

36

TP3926E

Library and Information Centre / Centre de Documentation (GSLA)
RECEIVED - REÇU LE
JUIN 14 1983
Transport Canada / Transports Canada

# ENERGY EFFICIENT AIRCRAFT STUDY

## SUMMARY REPORT 1981-82

## (PHASE III)

BY

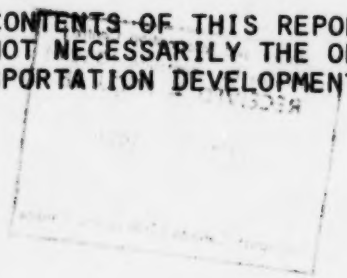
P.H. WHYTE

ADVANCED DESIGN & TECHNOLOGY

CANADAIR LIMITED, MONTREAL

NOVEMBER 1982

THE CONTENTS OF THIS REPORT REFLECT THE VIEWS OF THE CONTRACTOR AND NOT NECESSARILY THE OFFICIAL VIEWS OR POLICIES OF THE TRANSPORTATION DEVELOPMENT CENTRE.



EGALEMENT DISPONIBLE EN FRANÇAIS SOUS LE TITRE "ÉTUDE D'AVIONS À HAUT RENDEMENT ÉNERGÉTIQUE", TP3926F.

## PROJECT TEAM

THE PROJECT TEAM FOR CANADAIR WAS COMPOSED OF

MR. P.H. WHYTE
MR. J.N. PERKINS
MR. I.B. MACLURE
MR. J.W. HODGES
MR. K. TOWELL
MR. J. MAKUSZEWSKI

AND OTHERS.

# REPORT DOCUMENTATION FORM

| 1. Transport Canada Report No. | 2. TDC Project No. | 3. Recipient's Catalogue No. |
|---|---|---|
| TP3926E | 4302 | - - |

| 4. Title and Subtitle | 5. Report Date |
|---|---|
| Energy Efficient Aircraft Study<br>Summary Report 1981-82<br>(Phase III) | November 1982 |
| | 6. Performing Organization Report No.<br>- - |
| 7. Author(s)<br>P.H. Whyte | 8. Transport Canada File No.<br>D1455-112-5 |
| 9. Performing Organization Name and Address<br>Canadair Ltd.,<br>P.O. Box 6087,<br>Montreal, Quebec H3C 3G9 | 10. DSS File No.<br>T8200-0-0545 |
| | 11. DSS or Transport Canada Contract No.<br>OSD81-00018 |
| 12. Sponsoring Agency Name and Address<br>Transportation Development Centre (TDC)<br>1000 Sherbrooke St. West, P.O. Box 549<br>Place de l'Aviation 25th Floor<br>Montreal, Quebec H3A 2R3 | 13. Type of Report and Period Covered<br>Summary 1981/1982 |
| | 14. Sponsoring Agency Code<br>- |
| 15. Supplementary Notes<br>- - | 16. TDC Project Officer<br>D. Hanchet |

17. Abstract

The conceptual design of the CL-285, an energy efficient, 70 passenger commercial transport is presented. The most advanced technology consistent with commercial production in the early 1990's has been incorporated into the design. The results confirm that the design concept is superior, for its size, in terms of energy efficiency when compared to existing or proposed aircraft. However, it is felt that advanced turbofan powerplants would be required to justify commercial development of the concept.

| 18. Key Words | 19. Distribution Statement |
|---|---|
| aircraft, airplane, energy,<br>fuel efficiency | Copies available on request from<br>TDC |

| 20. Security Classification (of this report) | 21. Security Classification (of this page) | 22. No. of Pages | 23. Price |
|---|---|---|---|
| NIL | NIL | 14 | No charge |

# FORMULE DE DOCUMENTATION POUR RAPPORT

| 1. N° du rapport Transports Canada | 2. N° de l'étude — CDT | 3. N° de catalogue du destinataire |
|---|---|---|
| TP3926F | 4302 | - |

| 4. Titre et sous-titre | 5. Date du rapport |
|---|---|
| Etude d'avions à haut rendement énergétique, rapport sommaire 1981-82 (phase III). | novembre 1982 |
| | 6. N° du rapport de l'organisme exécutant<br>- - |
| 7. Auteur(s)<br>P.H. Whyte | 8. N° de dossier Transports Canada<br>D1455-112-5 |
| 9. Nom et adresse de l'organisme exécutant<br>Canadair<br>C.P. 6087<br>Montréal, Québec H3C 3G9 | 10. N° de dossier — ASC<br>T8200-0-0545 |
| | 11. N° de contrat — ASC ou Transports Canada<br>OSD81-00018 |
| 12. Nom et adresse de l'organisme parrain<br>Centre de Développement des Transports (CDT)<br>1000 Sherbrooke O C.P. 549<br>Place de l'Aviation 25ième étage<br>Montréal, Québec, H3A 2R3 | 13. Genre de rapport et période visée<br>Sommaire 1981/1982 |
| | 14. Code de l'organisme parrain<br>- - |
| 15. Remarques additionnelles<br>- - | 16. Agent de projet — CDT<br>D. Hanchet |

17. Résumé

La conception préliminaire du CL-285, un avion de transport commerciale à haut rendement énergétique de 70 passagers, est presentée. Les technologies de pointe applicables à la production commercialse du début des années 1990 ont été utilisées au niveau de la conception. Les résultats confirment que cette conception préliminaire est supérieure pour sa taille, si on la compare en terme de rendement énergétique aux avions existants ou proposés. Cependant, il est estimé qu'un turboréacteur à double flux d'avant-garde est nécessaire pour justifier le développement commercial de ce concept.

| 18. Mots-clés | 19. Diffusion |
|---|---|
| avion, aeroplane, énergie, rendement énergétique | Copies disponible sur demande de CDT |

| 20. Classification de sécurité (de ce rapport) | 21. Classification de sécurité (de cette page) | 22. Nombre de pages | 23. Prix |
|---|---|---|---|
| nul | nul | 14 | Sans frais |

TABLE OF CONTENTS


| | | |
|---|---|---|
| 1.0 | INTRODUCTION AND BACKGROUND | p.1 |
| 2.0 | PRESENTATION OF DESIGN | p.6 |
| 3.0 | CONCLUDING REMARKS | p.11 |

## LIST OF FIGURES


| | | |
|---|---|---|
| FIGURE 1 | DESIGN MISSION | p. 4 |
| FIGURE 2 | 3-VIEW OF OPTIMIZED CL-285 CONFIGURATION | p. 7 |
| FIGURE 3 | RATIO OF FUEL USED TO RANGE, AS A FUNCTION OF EARNING CAPACITY | p.12 |
| FIGURE 4 | ENERGY EFFICIENCY AS A FUNCTION OF AIRPLANE SIZE AND TECHNOLOGY LEVEL | p.14 |


## LIST OF TABLES


| | | |
|---|---|---|
| TABLE I | DESIGN SPECIFICATIONS | p. 3 |
| TABLE II | CL-285 PRINCIPAL CHARACTERISTICS | p. 8 |

## 1.0 INTRODUCTION AND BACKGROUND

In response to the dramatic increases in the price of aviation fuel over the past several years, many studies have been undertaken around the world to investigate means for improving the energy efficiency of transport aircraft. In the main, these studies have concentrated on improvements to the largest aircraft. Consequently, a need arose to undertake a similar study of aircraft in the size range appropriate for commercial exploitation by Canadian airframe manufacturers. The purpose of Canadair's Energy Efficient Aircraft Study is to quantitatively evaluate the effect of various fuel conserving technologies on a future aircraft which could be commercially produced in Canada in the early 1990's.

Two phases of this study have previously been completed. Phase I demonstrated that by 1990, advances in structures, aerodynamics and propulsion could improve the energy efficiency of a Mach 0.8 aircraft by 25-35%. The study highlighted, from an aircraft manufacturer's point of view, the need to be able to design and produce composite primary structure for the next generation of aircraft. During Phase II, a series of wind tunnel tests was undertaken to confirm some of the analytical results generated during Phase I. The test results showed that high aspect ratio wings can be designed to significantly improve aerodynamic efficiency at high subsonic speeds, and that high lift systems can be designed for such wings to keep field lengths within currently accepted values.

... 2/

The aim of Phase III is to complete the conceptual design of an energy efficient commercial transport, the Canadair CL-285, using the knowledge acquired during the first two phases as a basis for further development. The resulting design of the CL-285 is presented in this report. The most advanced technology consistent with commercial production in the early 1990's has been incorporated into the design. It is anticipated that this concept will be further examined in a subsequent study to show that the structural benefits claimed are indeed obtainable.

The basic specifications from which the design was developed were prepared at the start of Phase III, and are presented in Table I. The design mission, with sufficient fuel for diversion to an alternate destination, is shown in Figure 1. With these as a starting point, the conceptual design study was undertaken.

## TABLE I - DESIGN SPECIFICATIONS

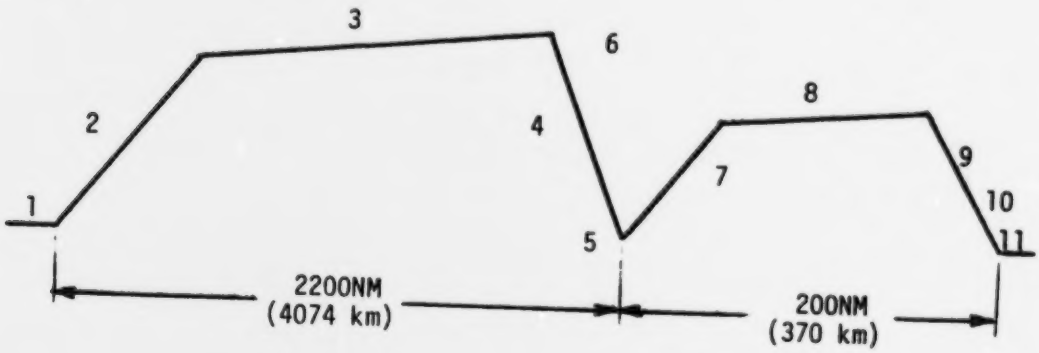
1. FAR field length at sea level, ISA: 6500 ft (1980 m.) or less

2. 70 passengers, all-economy, with luggage (payload 14350 lb. (63830 N.))

3. Range with full passenger load, but no revenue freight = 2200 N.M. (4074 km)

4. Cruise Mach Number = 0.80

5. Stretch capability to at least 85 passengers




1.0 Fuel burn (14 min. idle, 1 min. take-off).

2.0 Climb to altitude at which thrust = drag at desired cruise Mach number.

3.0 Cruise - climb at Mach 0.80.

4.0 Descend to sea level.

5.0 Land at destination.

6.0 Fuel burn at altitude and best endurance speed for 10% of block time.

7.0 Climb from sea level to 20,000 ft. (6096 m.).

8.0 Cruise - climb at best endurance speed to alternate.

9.0 Descend to 1500 ft. (457 m.).

10.0 30 minute loiter at 1500 ft. (457 m.).

11.0 Land at sea level.

FIGURE 1 - DESIGN MISSION

Although the results presented herein relate to a specific design, it should be pointed out that the same level of energy efficiency could be achieved for concepts of about 50-100 passengers and ranges of 1500-3000 N.M. (2780-5560 km). If subsequent market studies can identify a promising concept within the limits of these parameters then the concept presented in this report can be modified, for a relatively small effort, to maximize its market potential.

## 2.0 PRESENTATION OF DESIGN

The resulting aircraft design is presented in Figure 2. Its principal characteristics are presented in Table II. This aircraft will carry 70 passengers and their luggage over the design mission described in Figure 1, meeting the specification laid down in Table I. It also has the capability of being stretched by at least 3 additional seat rows, bringing the maximum passenger capacity to 85. The wing loading, thrust-to-weight ratio, wing planform and engine location have all been optimized, for minimum block fuel on the design mission, via a series of trade-off studies.

In Phase I of this study, it was determined that advances in propulsion contributed more to improving energy efficiency than advances in structures or aerodynamics. However, suitable powerplants incorporating these advances have not appeared on the market in the intervening period, nor do they appear to be available for the 1990's time frame. Advances have been incorporated in the most recent powerplants and those under development, but all of these advanced engines are too large for a 70 passenger transport. After an extensive survey of existing powerplants, it was decided to employ the General Electric CF-34-1A (bypass ratio 6.3) in a 3-engine configuration. However, analysis indicates that the preferred alternative, were it to exist, would be a turbofan powerplant with higher thrust and a lower bypass ratio, in a twin-engine configuration.

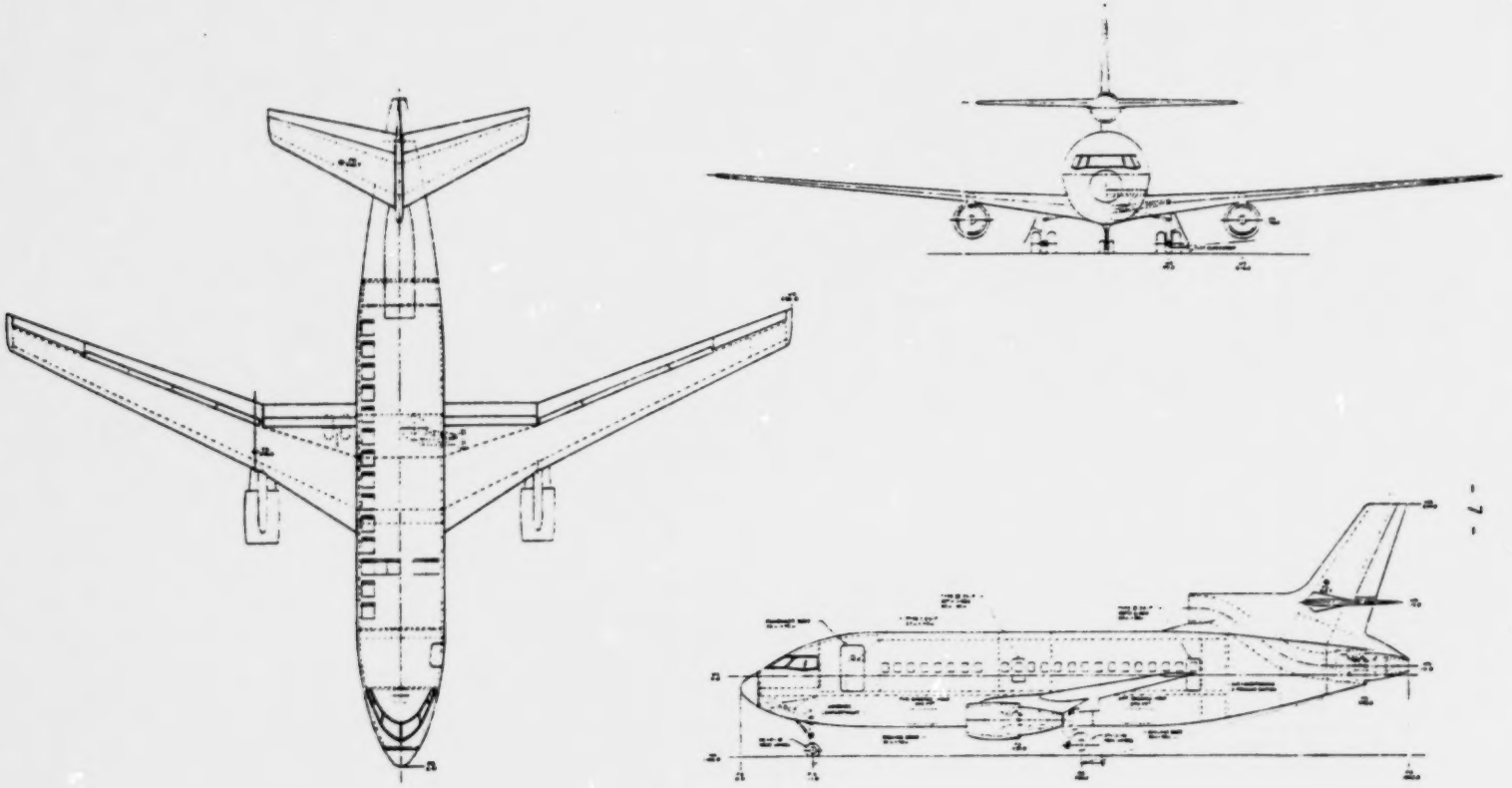


FIGURE 2 - 3-VIEW OF OPTIMIZED CL-285 CONFIGURATION

canadair

ADVANCED DESIGN DRAWING AD 285-123

## TABLE II - CL-285 PRINCIPAL CHARACTERISTICS

| | | | |
|---|---|---|---|
| **WING** | | | |
| | Gross Area | ($ft.^2/m^2$) | 938.00/87.1 |
| | Span | (ft./m) | 106.10/32.3 |
| | Aspect Ratio | | 12.00 |
| | Quarter-Chord Sweep Angle | (deg.) | 25.00 |
| | Root Chord on Centreline | (ft./m) | 20.27/6.178 |
| | Tip Chord (Theoretical) | (ft./m) | 4.19/1.277 |
| | Taper Ratio (Theoretical) | | 0.40 |
| | Dihedral | (deg.) | 5.00 |
| | Root Thickness-Chord Ratio on Centreline | | 0.1720 |
| | Tip Thickness-Chord Ratio | | 0.0985 |
| | Flap Chord Ratio | | 0.26 |
| | Aileron Chord Ratio | | 0.25 |
| | Front Spar Location | (% Chord) | 14. |
| | Rear Spar Location | (% Chord) | 68. |
| **FUSELAGE** | | | |
| | Length Overall | (ft./m) | 86.83/26.47 |
| | Outside Fuselage Width | (ft./m) | 11.33/3.453 |
| | Outside Fuselage Depth | (ft./m) | 12.25/3.734 |
| | Cabin Length | (ft./m) | 53.00/16.15 |
| | Cabin Height | (ft./m) | 6.66/2.03 |
| | Height of Cabin Floor Above Apron | (ft./m) | 7.00/2.13 |
| | Passenger Accommodation (All-Tourist) | | 70 |
| | Total Cargo Hold Volume | ($ft.^3/m^3$) | 607 /17.2 |

... 9/

Table II - CL-285 Principal Characteristics (Continued)

HORIZONTAL TAIL

| | | |
|---|---|---|
| Gross Area | ($ft.^2/m^2$) | 225.00/20.90 |
| Span | (ft./m) | 33.40/10.18 |
| Aspect Ratio | | 5.00 |
| Quarter-Chord Sweep Angle | (deg.) | 25.00 |
| Root Chord on Centerline | (ft./m) | 10.80/3.29 |
| Tip Chord (Theoretical) | (ft./m) | 4.28/1.30 |
| Taper Ratio | | 0.40 |
| Thickness-Chord Ratio (root/tip) | | 0.10/0.08 |
| Elevator-Chord Ratio | | 0.25 |

VERTICAL TAIL

| | | |
|---|---|---|
| Gross Area | ($ft.^2/m^2$) | 162.00/15.05 |
| Span (Theoretical) | (ft./m) | 22.42/6.83 |
| Aspect Ratio | | 2.00 |
| Quarter-Chord Sweep Angle | (deg.) | 33.00 |
| Root Chord (Theoretical) | (ft./m) | 12.86/3.92 |
| Tip Chord (Theoretical) | (ft./m) | 5.14/1.57 |
| Taper Ratio | | 0.40 |
| Thickness-Chord Ratio (root/tip) | | 0.11/0.09 |
| Rudder-Chord Ratio | | 0.25 |

TABLE II - CL-285 Principal Characteristics (Continued)

| | | |
|---|---|---|
| **ENGINES** | | |
| Number | | 3 |
| Type | | CF-34-1A |
| Bypass Ratio | | 6.3 |
| Sea Level Static Thrust, Each | (lb./N) | 8333/37070 |
| **WEIGHTS** | | |
| Maximum Take-Off Weight | (lb./N) | 82500/367000 |
| Maximum Landing Weight | (lb./N) | 74250/330300 |
| Maximum Wing Loading | (psf/Pa) | 88/4257 |
| Thrust-to-Weight Ratio at Take-Off | | 0.303 |

## 3.0 CONCLUDING REMARKS

A concept has been presented for a 70-passenger commercial transport with a design range of 2200 NM (4074 km.) with reserves. In order to determine the energy efficiency and economic practicability of the concept, it should be compared to other existing or proposed types. The two most important criteria for comparison are fuel usage and direct operating cost (DOC). Unfortunately, they can be two of the hardest criteria to compare because the data for other types is either unavailable or, when available, is based on different assumptions (e.g., different mission profile, different reserves, different maintenance costs). This is especially true for direct operating cost, which cannot be accurately established for the CL-285 until its design is much further along and a maintenance concept has been developed.

In spite of these limitations, an attempt has been made to relate the weight, payload, fuel consumption and range of the CL-285 to a number of other jet aircraft. Three versions of the optimized CL-285 configuration are compared: the configuration presented in Section 2.0; the same configuration, but with all-metal primary structure; the configuration presented in Section 2.0, but with advanced turbofan powerplants offering 15% better specific fuel consumption than the CF-34. In this way, the effect of two of the major technological advances - composite materials for the primary structure, and advanced powerplants - can be assessed.

Figure 3 shows the ratio of fuel used to range, an efficiency measure, as a function of earning capacity, as expressed by the product of range, number of seats and cruise Mach number. For all types, all-economy seating at 34" (0.864 m.) pitch is assumed, and the range is the still air range with no reserves. All three of the CL-285 variants

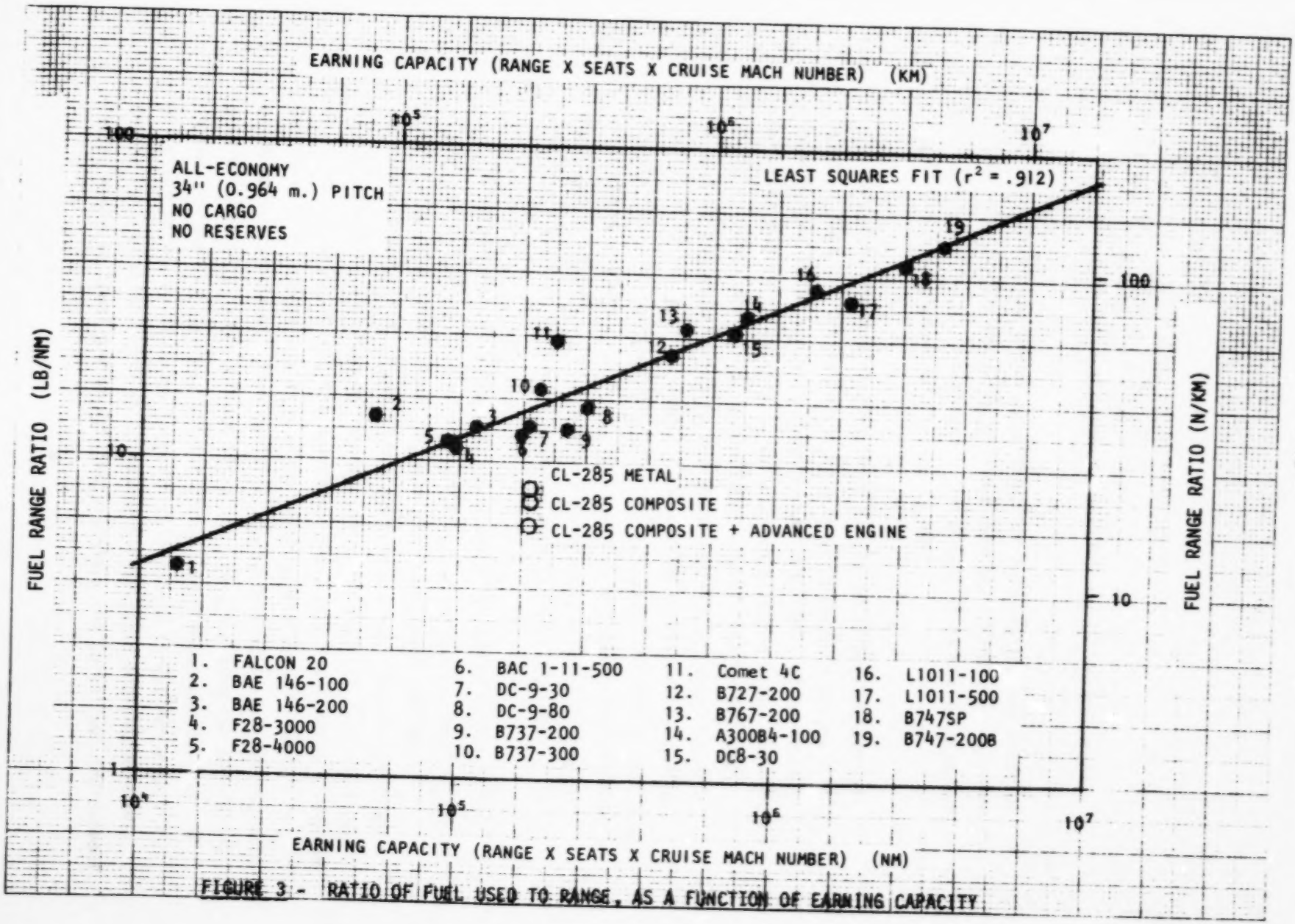



FIGURE 3 - RATIO OF FUEL USED TO RANGE, AS A FUNCTION OF EARNING CAPACITY

are superior to the trend established by the existing and proposed types. The CL-285 has about the same earning capacity as aircraft with twice the seating capacity. The effect of composite materials and of advanced propulsion is clearly seen.

A common measure of efficiency is available seat-miles per gallon. This is plotted in Figure 4 as a function of aircraft size. There appear to be bands of roughly constant levels of technology for which energy efficiency increases with aircraft size. The three CL-285 variants are placed as one might expect them to be, with respect to one another and to the other aircraft. These results confirm that the design concept presented in Section 2 is superior, for its size, in terms of energy efficiency when compared to existing or proposed concepts. However, the benefits of advanced propulsion are clearly apparent. With advanced turbofans, a level of energy efficiency greater than much larger aircraft can be achieved.

A comparison of direct operating costs is needed to assess the commercial practicability of the concept. As mentioned above, it is not possible to make this comparison with precision until the design is further developed. A 20-25% improvement in DOC over in-service types is the probable criterion for commercial viability. It is felt, based on rough DOC calculations not presented here, that the concept presented herein will not show this kind of DOC improvement without the benefit of advanced turbofans. The resulting improvement would be significantly greater than that from improved SFC alone since the wing has been sized by fuel volume requirements and not field length requirements. As discussed above, an advanced turbofan with enough thrust for a twin engine configuration, with an optimized bypass ratio and thermodynamic cycle, would be ideal and would likely achieve the target DOC improvement.

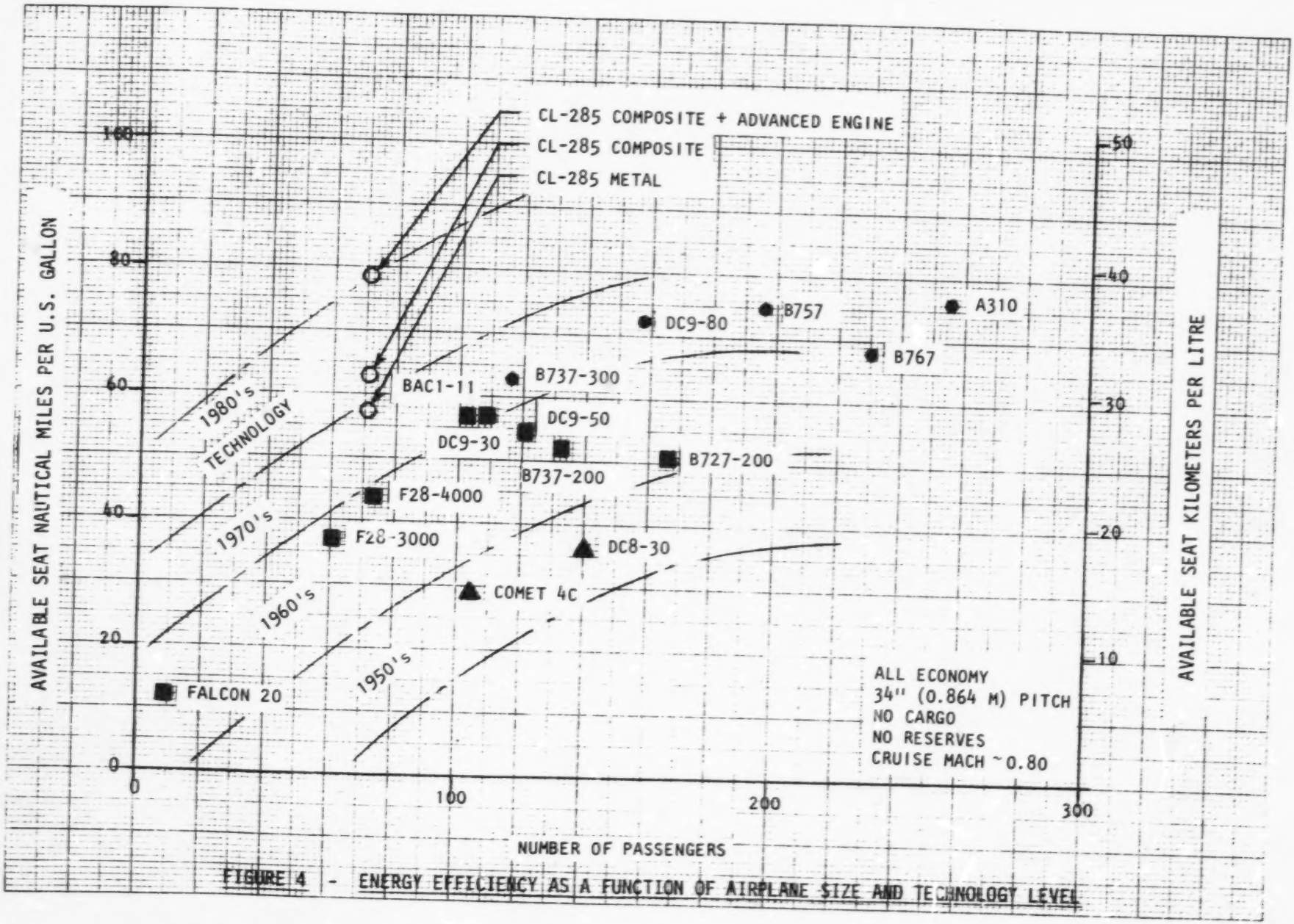



FIGURE 4 - ENERGY EFFICIENCY AS A FUNCTION OF AIRPLANE SIZE AND TECHNOLOGY LEVEL

CAI
DTC801
82
E52
c 2.

Centre de développement
des transports
1000 o., rue Sherbrooke
Suite 2421
Montreal, Québec
H3A 2R3
Telex 05-24713

Transportation
Development Centre
1000 Sherbrooke St. W.
Suite 2421
Montreal, Quebec
H3A 2R3
Telex 05-24713

...tion Centre/
Cent... (GSLA)
RECEIVED - REÇU LE
JUN 14 1993
Transport Canada | Transports Canada

Transports Canada
Développement

Transport Canada
Development

TP 3926F

# Étude d'avions à haut rendement énergétique

## Rapport sommaire 1981 - 82

Préparé pour le
Centre de développement
des transports

Transports Canada

octobre 29, 1982

CA1
DTC 801
82
E52Z
c.2

TP 3926F

Library and Information Centre / Centre de Documentation (GSLA)
RECEIVED – REÇU LE
JUIN 14 1983
Transport Canada / Transports Canada

# ÉTUDE D'AVIONS À HAUT RENDEMENT ÉNERGÉTIQUE

## RAPPORT SOMMAIRE 1981-82

## (PHASE III)

PAR

P.H. WHYTE

CONCEPTIONS AVANCÉES

CANADAIR LIMITÉE, MONTRÉAL

NOVEMBRE 1982

LE CONTENU DU PRÉSENT RAPPORT NE REFLÈTE QUE LES OPINIONS DE L'AUTEUR ET NE SAURAIT EN AUCUN CAS ENGAGÉ LES POLITIQUES ET POSITIONS OFFICIELLES DU CENTRE DE DEVELOPPEMENT DES TRANSPORTS.

ALSO AVAILABLE IN ENGLISH UNDER THE TITLE "ENERGY EFFICIENT AIRCRAFT STUDY", TP3926E.

## EQUIPÉ CHARGÉE DU PROJET

L'EQUIPE DE CANADAIR ÉTAIT COMPOSÉE DE:

MR. P.H. WHYTE
MR. J.N. PERKINS
MR. I.B. MACLURE
MR. J.W. HODGES
MR. K. TOWELL
MR. J. MAKUSZEWSKI

ASSISTÉS DE PLUSIEURS AUTRES PERSONNES.

# FORMULE DE DOCUMENTATION POUR RAPPORT

| 1. N° du rapport Transports Canada | 2. N° de l'étude — CDT | 3. N° de catalogue du destinataire |
|---|---|---|
| TP3926F | 4302 | - |

| 4. Titre et sous-titre | 5. Date du rapport |
|---|---|
| Etude d'avions à haut rendement énergétique, rapport sommaire 1981-82 (phase III). | novembre 1982 |
| | 6. N° du rapport de l'organisme exécutant: - - |

| 7. Auteur(s) | 8. N° de dossier Transports Canada |
|---|---|
| P.H. Whyte | D1455-112-5 |

| 9. Nom et adresse de l'organisme exécutant | 10. N° de dossier — ASC |
|---|---|
| Canadair<br>C.P. 6087<br>Montréal, Québec H3C 3G9 | T8200-0-0545 |
| | 11. N° de contrat — ASC ou Transports Canada: OSD81-00018 |

| 12. Nom et adresse de l'organisme parrain | 13. Genre de rapport et période visée |
|---|---|
| Centre de Développement des Transports (CDT)<br>1000 Sherbrooke O C.P. 549<br>Place de l'Aviation 25ième étage<br>Montréal, Québec, H3A 2R3 | Sommaire 1981/1982 |
| | 14. Code de l'organisme parrain: - - |

| 15. Remarques additionnelles | 16. Agent de projet — CDT |
|---|---|
| - - | D. Hanchet |

17. Résumé

La conception préliminaire du CL-285, un avion de transport commerciale à haut rendement énergétique de 70 passagers, est presentée. Les technologies de pointe applicables à la production commercialse du début des années 1990 ont été utilisées au niveau de la conception. Les résultats confirment que cette conception préliminaire est supérieure pour sa taille, si on la compare en terme de rendement énergétique aux avions existants ou proposés. Cependant, il est estimé qu'un turboréacteur à double flux d'avant-garde est nécessaire pour justifier le développement commercial de ce concept.

| 18. Mots-clés | 19. Diffusion |
|---|---|
| avion, aeroplane, énergie, rendement énergétique | Copies disponible sur demande de CDT |

| 20. Classification de sécurité (de ce rapport) | 21. Classification de sécurité (de cette page) | 22. Nombre de pages | 23. Prix |
|---|---|---|---|
| nul | nul | 14 | Sans frais |

# REPORT DOCUMENTATION FORM

| 1. Transport Canada Report No. | 2. TDC Project No. | 3. Recipient's Catalogue No. |
|---|---|---|
| TP3926E | 4302 | - - |

| 4. Title and Subtitle | 5. Report Date |
|---|---|
| Energy Efficient Aircraft Study<br>Summary Report 1981-82<br>(Phase III) | November 1982 |
| | 6. Performing Organization Report No.<br>- - |
| 7. Author(s)<br>P.H. Whyte | 8. Transport Canada File No<br>D1455-112-5 |
| 9. Performing Organization Name and Address<br>Canadair Ltd.,<br>P.O. Box 6087,<br>Montreal, Quebec H3C 3G9 | 10. DSS File No<br>T8200-0-0545 |
| | 11. DSS or Transport Canada Contract No.<br>OSD81-00018 |
| 12. Sponsoring Agency Name and Address<br>Transportation Development Centre (TDC)<br>1000 Sherbrooke St. West, P.O. Box 549<br>Place de l'Aviation 25th Floor<br>Montreal, Quebec H3A 2R3 | 13. Type of Report and Period Covered<br>Summary 1981/1982 |
| | 14. Sponsoring Agency Code<br>- |
| 15. Supplementary Notes<br>- - | 16. TDC Project Officer<br>D. Hanchet |

17. Abstract

The conceptual design of the CL-285, an energy efficient, 70 passenger commercial transport is presented. The most advanced technology consistent with commercial production in the early 1990's has been incorporated into the design. The results confirm that the design concept is superior, for its size, in terms of energy efficiency when compared to existing or proposed aircraft. However, it is felt that advanced turbofan powerplants would be required to justify commercial development of the concept.

| 18. Key Words | 19. Distribution Statement |
|---|---|
| aircraft, airplane, energy,<br>fuel efficiency | Copies available on request from<br>TDC |

| 20. Security Classification (of this report) | 21. Security Classification (of this page) | 22. No. of Pages | 23. Price |
|---|---|---|---|
| NIL | NIL | 14 | No charge |

## TABLE DES MATIÈRES


| | | |
|---|---|---|
| 1.0 | INTRODUCTION ET RAPPEL DES PHASES PRÉCÉDENTES | P. 1 |
| 2.0 | LE CONCEPT | P. 6 |
| 3.0 | CONCLUSIONS | P. 11 |

## FIGURES


| | | |
|---|---|---|
| FIGURE 1 | PROFIL DU VOL DE RÉFÉRENCE | P. 4 |
| FIGURE 2 | VUE TRIDIMENSIONNELLE DU CL- 285 OPTIMISÉ | P. 7 |
| FIGURE 3 | RELATION ENTRE LE RAPPORT CONSOMMATION/AUTONOMIE ET LA PRODUCTIVITÉ | P. 12 |
| FIGURE 4 | RENDEMENT ÉNERGÉTIQUE EN FONCTION DU NOMBRE DE SIÈGES ET DU NIVEAU D'ÉVOLUTION TECHNOLOGIQUE | P. 14 |


## TABLEAUX


| | | |
|---|---|---|
| TABLEAU I | DEVIS DESCRIPTIF | P. 3 |
| TABLEAU II | CARACTERISTIQUES ESSENTIELLES | P. 8 |

## 1.0 INTRODUCTION ET RAPPEL DES PHASES PRÉCÉDENTES

Devant la montée affolante du prix des carburants aviation au cours des quelques dernières années, un certain nombre d'études ont été entreprises un peu partout dans le monde sur les moyens à prendre pour accroître le rendement énergétique des avions de transport. Mais comme la plupart de ces études intéressent les gros porteurs exclusivement, le besoin d'une étude analogue s'est fait sentir dans le domaine, cette fois, des avions dont la taille autoriserait l'utilisation des cellules construites par les avionneries canadiennes. L'objectif de l'étude sur un avion à consommation améliorée, lancée par Canadair, est de chiffrer les gains de consommation et de productivité d'un avion dont la production est prévue pour le début de la décennie 1990 et qui bénéficierait de diverses techniques d'économie d'énergie.

Deux phases de cette étude sont maintenant achevées. La phase I a montré que, d'ici à 1990, un accroissement de l'ordre de 25 à 35 pour cent dans le rendement énergétique d'un avion pouvant atteindre une vitesse de croisière de 0,8 Mach était réalisable par des perfectionnements dans la cellule, l'aérodynamique et la propulsion. Cette phase a attiré l'attention des avionneries sur l'importance d'étudier et de construire une cellule en matériau composite utilisable par la prochaine génération d'avions de transport. La phase II a consisté à faire une batterie d'essais en soufflerie visant à valider quelques-uns des résultats théoriques de la phase précédente. Ces essais en soufflerie ont montré qu'une voilure d'allongement élevé, apportant un accroissement notable du rendement aérodynamique aux vitesses subsoniques élevées, était réalisable, et que cette voilure,

... 2/

équipée d'un système hypersustentateur conçu exprès, autoriserait une distance d'atterrissage qui satisferait aux conditions couramment admises.

La phase III de l'étude avait pour objectif d'achever le concept d'un avion de transport à consommation améliorée, en l'occurrence le Canadair CL-285, et de poursuivre le développement de celui-ci en tirant parti des connaissances accumulées lors des deux phases précédentes. Le présent rapport décrit le concept qui en a résulté et qui a bénéficié de tous les perfectionnements technologiques compatibles avec les exigences d'une fabrication en série au début des années 1990. Le concept présenté fera sans doute l'objet d'une étude plus poussée visant à déterminer si les perfectionnements de la cellule apportent bel et bien les résultats escomptés.

Le devis descriptif auquel le concept devait satisfaire avait été élaboré au début de la phase III. Il figure au tableau I. La figure 1 donne les caractéristiques du vol de référence retenu. Ce sont là les paramètres initiaux qui avaient été fixés à l'étude du concept.

## TABLEAU I - DEVIS DESCRIPTIF

1. Distance d'atterrissage au niveau de la mer, norme FAR, atmosphère type international < 6 500 pieds (1 980 m)

2. 70 passagers, classe économique, et leurs bagages (charge marchande 14 350 lb (63 830 N))

3. Autonomie avec une occupation de 100% mais sans fret payant = 2 220 milles marins (4 074 km)

4. Vitesse de croisière = 0,80 Mach.

5. Extension possible du fuselage pour recevoir 85 passagers, au moins.

... 4/

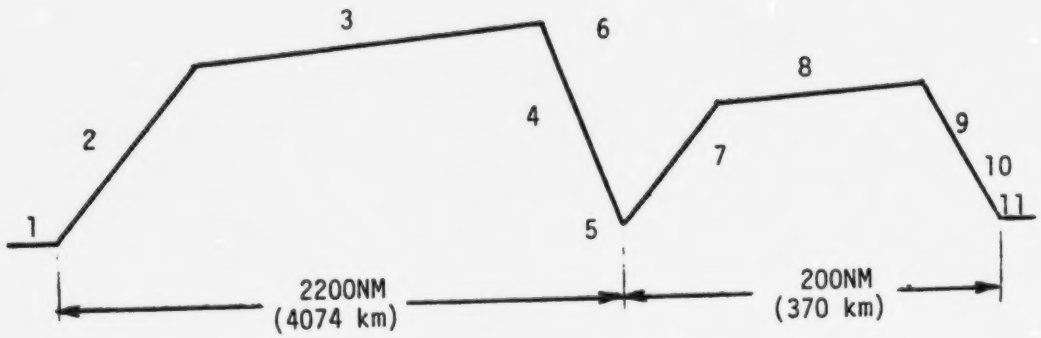



FIGURE 1 - PROFIL DU VOL DE REFERENCE

1.0 Etape départ et Consommation: 14 minutes ralenti et 1 minute de décollage.

2.0 Montée à l'altitude donnant P = T au nombre de Mach prévu.

3.0 Croisière - montée à un nombre de Mach de 0,80.

4.0 Descente au niveau de la mer.

5.0 Atterrissage à l'aéroport de destination.

6.0 Réserve équivalent à 10% du temps cale à cale à l'altitude de croisière et à la vitesse d'autonomie maximale.

7.0 Montée du niveau de la mer jusqu'à 20 000 pieds (6 096 m).

8.0 Croisière - montée à la vitesse d'autonomie maximale vers l'aéroport de dégagement.

9.0 Descente jusqu'à 1 500 pieds (457 m).

10.0 30 minutes en circuit d'attente à 1 500 pieds (457 m).

11.0 Atterrissage au niveau de la mer.

... 5/

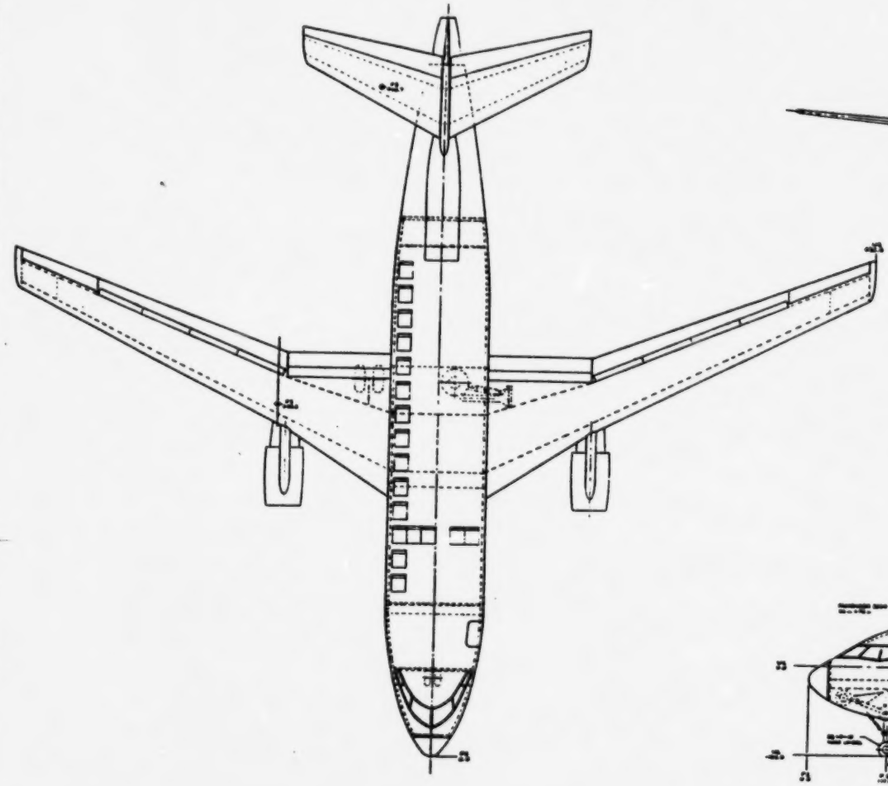
Bien que les résultats indiqués concernent le concept étudié, it est probable que le même rendement peut être obtenu dans une plage de 50 à 100 passagers et avec une autonomie entre 1 500 et 3 000 milles marins (2 780 - 5 560 km). Si les études de marché à venir établissent l'existence d'un créneau prometteur situé à l'intérieur de ces limites, alors le présent concept pourra être modifieé en conséquence et à peu de frais.

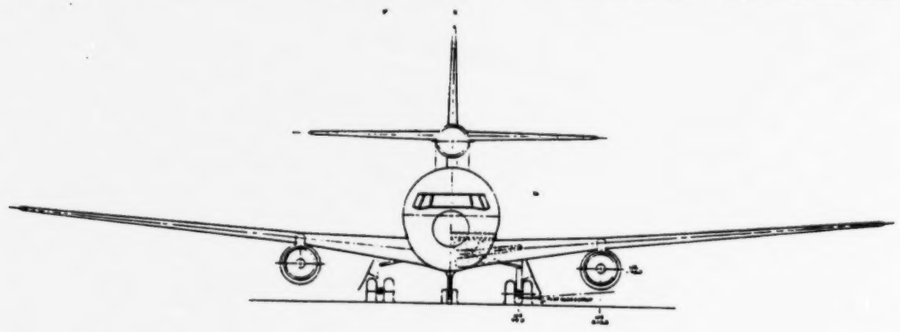
## 2.0 LE CONCEPT

Le concept issu de la présente phase est montré à la figure 2, et ses principales caractéristiques sont récapitulées au tableau II. Il s'agit d'un avion capable de transporter 70 passagers et leurs bagages, et d'effectuer le vol de référence décrit à la figure 1, tout en satisfaisant aux autres exigences du tableau I. En outre, il est susceptible d'extension permettant l'aménagement de trois rangées supplémentaires, au moins, portant le nombre maximal de passagers transportés à 85. Les facteurs de charge alaire, rapport poussée/masse, forme de voilure en plan et emplacement des moteurs ont tous été optimisés, à l'issue de nombreux tâtonnements, en vue de réaliser une consommation cale à minimale pour le vol de référence considéré.

Les traveaux de la phase I ont montré que l'accroissement du rendement énergétique passait plus par le perfectionnement de la propulsion que par celui de la cellule ou de l'aérodynamique. Or, aucun moteur approprié comportant les perfectionnements voulus n'est apparu sur le marché entre-temps, et il est probable qu'il n'y en aura aucun, non plus, d'ici 1990. Les moteurs d'avions qui ont bénéficié ou qui bénéficieront des tout derniers perfectionnements technologiques sont trop gros pour l'avion de 70 passagers étudié ici. Après une revue de tous les moteurs sur le marché, il a été décidé d'utiliser le General Electric CF-34-1A (taux de dilution 6,3) et de retenir une configuration à 3 moteurs. Mais, d'après les moteurs sur le marché, il a été décidé d'utiliser le General Electric DF-34-1A (taux de dilution 6,3) et de retenir une configuration à 3 moteurs. Mais, d'après les analyses faites, l'option la meilleure, si jamais elle était réalisable, serait une configuration à 2 turboréacteurs à double flux affichant une poussée supérieure à celle du moteur précité mais un taux de dilution moindre.

... 7/





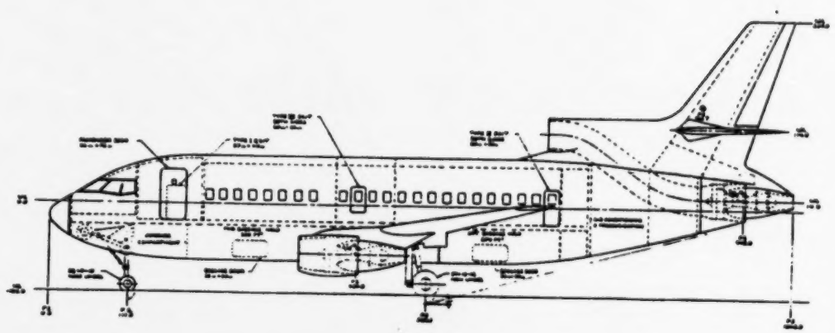


FIGURE 2 - VUE TRIDIMENSIONNELLE DU CL-285 OPTIMISE

canadair

ENERGY EFFICIENT AIRCRAFT

ADVANCED DESIGN DRAWING AD 285-123

## TABLEAU II - CARACTERISTIQUES ESSENTIELLES

| | | | |
|---|---|---|---|
| VOILURE | Surface alaire | ($pi^2/m^2$) | 938.00/87.1 |
| | Envergure | (pi/m) | 106.10/32.3 |
| | Allongement | | 12.00 |
| | Flèche au ¼ de la corde | degrés | 25.00 |
| | Corde d'emplanture d'aile, selon l'axe | (pi/m) | 20.27/6.178 |
| | Corde en bout d'aile (théorique) | (pi/m) | 4.19/1.277 |
| | Conicité théorique | | 0.40 |
| | Dièdre | degrés | 5.00 |
| | Epaisseur relative à l'emplanture, selon l'axe | | 0.1720 |
| | Epaisseur relative en bout d'aile | | 0.0985 |
| | Epaisseur relative des volets | | 0.26 |
| | Epaisseur relative des ailerons | | 0.25 |
| | Emplacement du longeron avant | (% de la corde) | 14. |
| | Emplacement du longeron arrière | (% de la corde) | 68. |
| FUSELAGE | Longueur hors tout | (pi/m) | 86.83/26.47 |
| | Largeur hors tout | (pi/m) | 11.33/3.453 |
| | Hauteur hors tout | (pi/m) | 12.25/3.734 |
| | Longueur de la cabine | (pi/m) | 53.00/16.15 |
| | Hauteur intérieure | (pi/m) | 6.66/2.03 |
| | Distance du plancher par rapport au sol | (pi/m) | 7.00/2.13 |
| | Nombre de sièges, version touriste | | 70 |
| | Volume total des soutes | ($pi^3/m^3$) | 607/17.2 |

... 9/.

TABLEAU II - CARACTERISTIQUES ESSENTIELLES (Suite)

| | | | |
|---|---|---|---|
| **EMPENNAGE HORIZONTAL** | | | |
| | Surface | ($pi^2/m^2$) | 225.00/20.90 |
| | Envergure | (pi/m) | 33.40/10.18 |
| | Allongement | | 5.00 |
| | Flèche au ¼ de la corde | degrés | 25.00 |
| | Corde d'emplanture, selon l'axe | (pi/m) | 10.80/3.29 |
| | Corde en bout de surface (théorique) | (pi/m) | 4.28/1.30 |
| | Conicité | | 0.40 |
| | Epaisseur relative | | 0.10/0.08 |
| | Rapport gouverne/corde | | 0.25 |
| **EMPENNAGE VERTICAL** | | | |
| | Surface | ($pi^2/m^2$) | 162.00/15.05 |
| | Envergure Théorique | (pi/m) | 22.42/6.83 |
| | Allongement | | 2.00 |
| | Flèche au ¼ de la corde | degrés | 33.00 |
| | Corde d'emplanture théorique | (pi/m) | 12.86/3.92 |
| | Corde en bout de surface théorique | (pi/m) | 5.14/1.57 |
| | Conicité | | 0.40 |
| | Epaisseur relative | | 0.11/0.09 |
| | Rapport gouverne/corde | | 0.25 |
| **MOTEURS** | Nombre de moteurs | | 3 |
| | Modèle | | CF-34-1A |
| | Taux de dilution | | 6, 3 |
| | Poussée statique au niveau de la mer (chaque) | (lb/N) | 8333/37070 |

TABLEAU II - CARACTERISTIQUES ESSENTIELLES (Suite)

| | | | |
|---|---|---|---|
| MASSE | Masse maximale au décollage | (lb/N) | 82500/367000 |
| | Masse maximale à l'atterrisage | (lb/N) | 74250/330300 |
| | Charge alaire maximale | ((lb/pi$^2$)/Pa) | 88/4257 |
| | Rapport poussée/masse au décollage | | 0.303 |

... 11/

## 3.0 CONCLUSIONS

Tel est le concept proposé pour un avion à 70 passagers, ayant une autonomie théorique de 2 200 milles marins, le carburant de réserve étant prévu. Mais pour que son rendement énergétique et sa rentabilité économique puissent être déterminés, il doit être comparé aux autres avions, existants ou à l'étude, sur les plans de la consommation et des coûts d'exploitation directs. Or, ce sont là deux paramètres qui se prêtent mal à un bilan comparatif, soit parce que les données ne sont pas disponibles, soit parce qu'elles ont été fondées sur des bases (vol de référence, réserve de carburant, coûts d'entretien) qui ne sont pas identiques. Cela est surtout vrai dans le cas des coûts d'expoitation directs qui, dans le cas du CL-285, ne pourront être déterminés avec précision que lorsque de concept aura été affiné et qu'un programme des besoins en entretien aura été défini.

Malgré tout, un effort a été tenté d'établier une comparison entre le CL-285 et d'autres avions à réaction, sous le rapport de la masse, de la charge marchande, de la consommation et de l'autonomie. Dans ce but, trois variantes du CL-285 optimisé ont été retenues: celle décrite à la section 2; une variante identique mais avec une cellule entièrement métallique et une variante équipée de turboréacteurs à double flux dont la consommation spécifique est de 15 pour cent meilleure que celle du CF-34. De la sorte, il devient possible d'évaluer l'effet des perfectionnements technologiques apportés aux deux paramètres les plus importants: le matériau de la cellule et le moteur.

La figure 3 montre la relation entre le rapport consommation/autonomie, qui est un critère de rendement, et la productivité théorique qui est, elle, le produit de trois facteurs: autonomie, nombre de sièges et nombre de Mach en croisière. Tous les avions pris en considération ont été comparés sur la base d'un aménagement touristique

... 12/

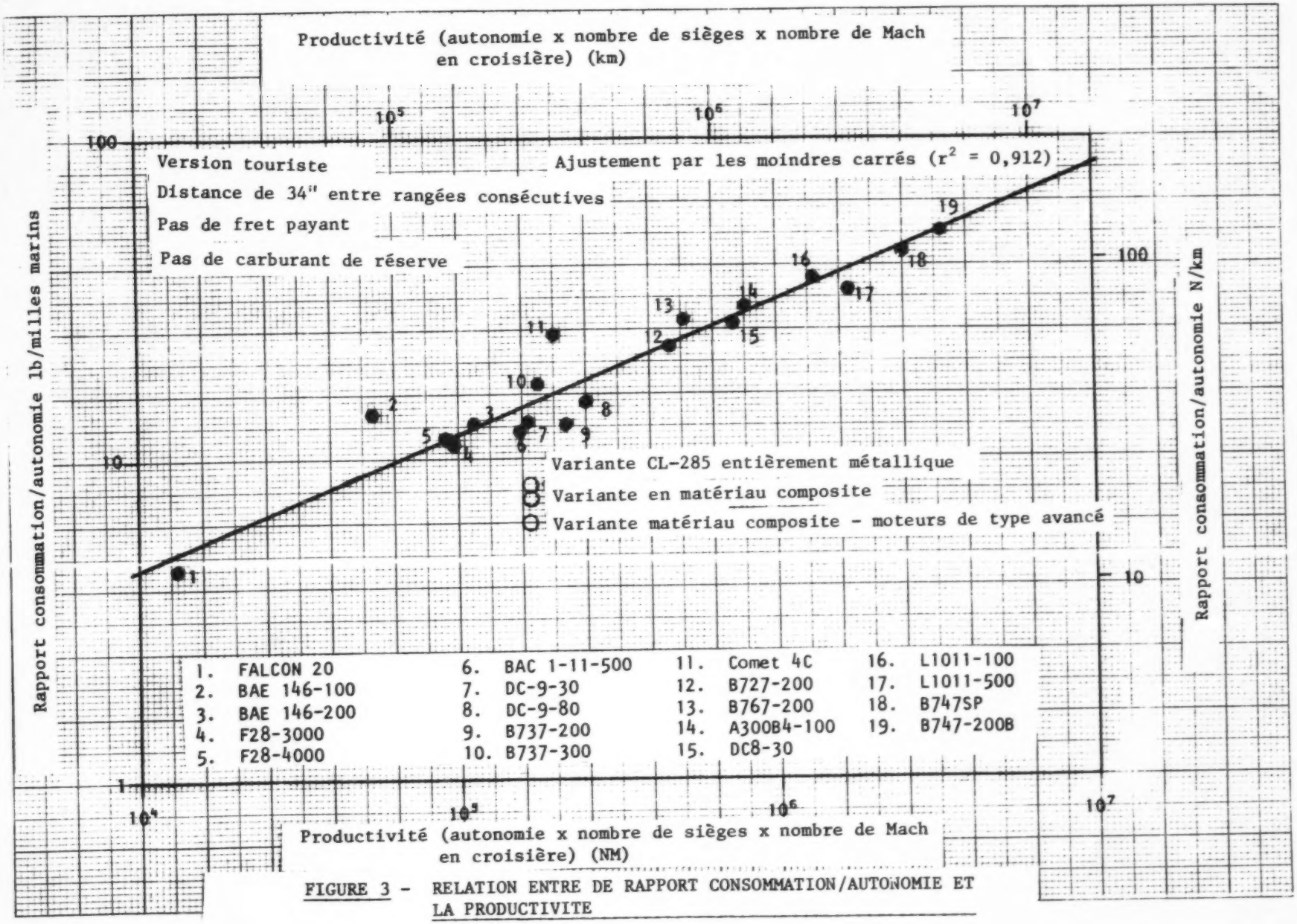



FIGURE 3 - RELATION ENTRE DE RAPPORT CONSOMMATION/AUTONOMIE ET LA PRODUCTIVITE

prévoyant une distance de 34 pouces entre rangées consécutives, et de l'autonomie en air calme sans carburant de réserve. Il ressort du graphique de la figure 3 que les trois variantes du CL-285 surclassent tous les types d'avions considérés, existants ou à l'étude. On constate que la productivité du CL-285 est à peu près égale à celle d'un avion qui dispose pourtant de deux fois plus de sièges. En outre, l'effet combiné d'une cellule en matériau composite et de moteurs de type avancé ressort clairement du graphique.

Un autre critère de rendement est le nombre de sièges-milles obtenu par gallon de carburant. Ce rapport est indiqué sur le graphique de la figure 4, en fonction du nombre de sièges. Ce graphique montre que, à niveau d'évolution technologique à peu près égal, le rendement énergétique des appareils croît avec leur taille. On constate aussi que la position des trois variantes du CL-285 est telle qu'il avait été prévu, tant par rapport aux autres avions que par rapport les unes aux autres. Ici se trouve confirmée la supériorité du concept proposé. En effet, par rapport à sa taille, il a un rendement énergétique supérieur aux autres avions considérés, existants ou à l'étude. En outre, les avantages apportés par une motorisation plus adéquate sont évidents. En effet, équipé de turboréacteurs à double flux de type avancé, le CL-285 donne un rendement énergétique supérieur à celui d'un avion beaucoup plus gros.

Quant à la viabilité du concept, elle ne peut être déterminée que par une comparaison des coûts d'exploitation directs. Or, comme il a été dit antérieurement, une telle comparaison ne pourra pas être faite avec précision tant que le concept ne sera pas arrivé à un stade plus définitif. Il n'en demeure pas moins raisonnable de situer le

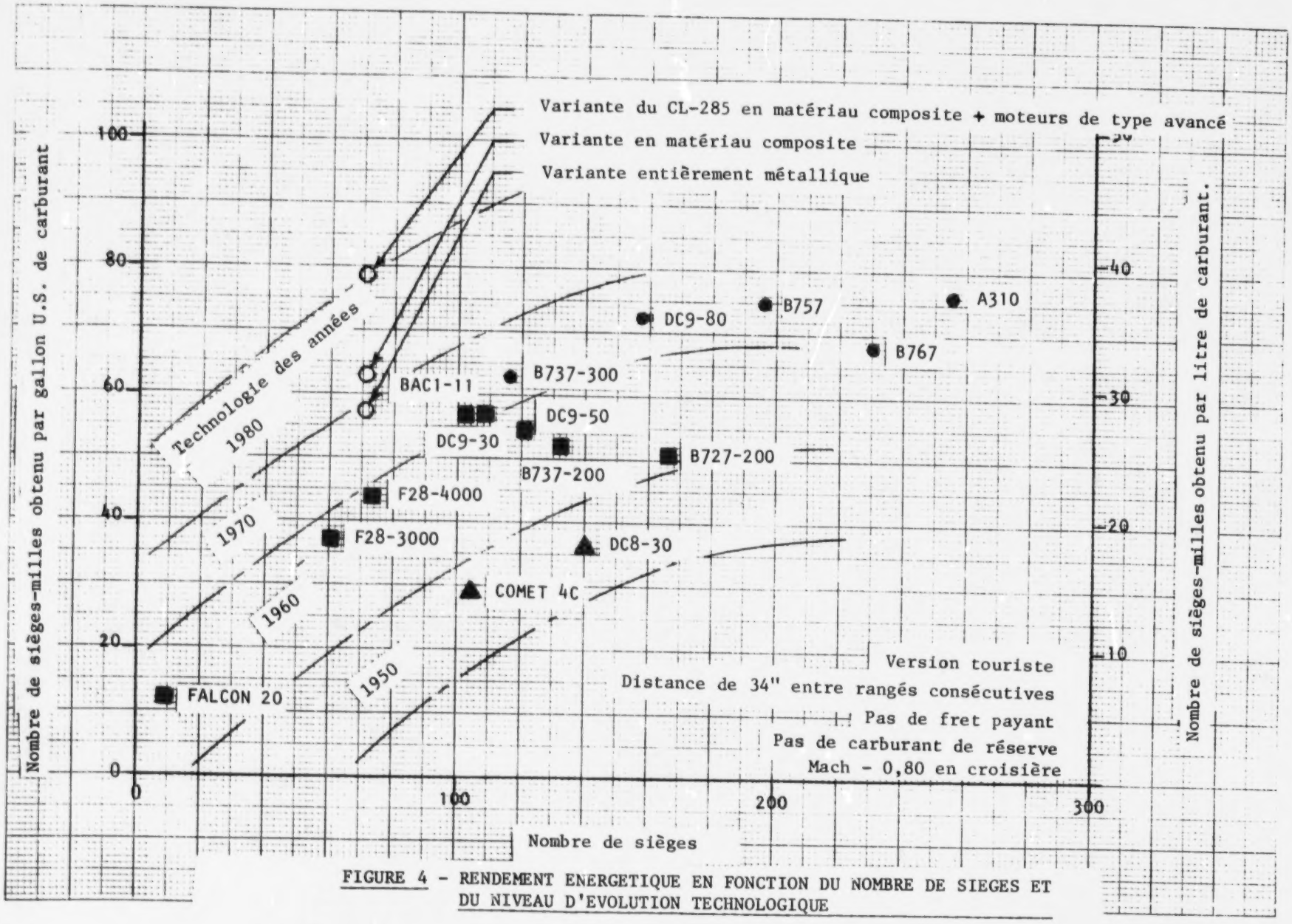



FIGURE 4 - RENDEMENT ENERGETIQUE EN FONCTION DU NOMBRE DE SIEGES ET DU NIVEAU D'EVOLUTION TECHNOLOGIQUE

seuil de viabilité à un gain de 20 à 25 pourcent sur les coûts d'exploitation directs des avions actuellement en service. A cet égard, et grâce à des calculs approximatifs sur les coûts d'exploitation directs qui ne sont pas exposés ici, on estime que le concept proposé ne pourra donner tous les résultats escomptés que s'il est équipé de turboréacteurs à double flux de type avancé. L'accroissement du rendement énergétique que ce type de moteur autoriserait dépassera de loin celui qui ne résulterait que d'une simple amélioration de la consommation spécifique, étant donné que la voilure a été dimensionnée, non en fonction de la distance d'atterrissage prescrite, mais de la quantité de carburant embarquée. Pour résumer ce qui a été dit jusqu'ici, le concept optimal, qui donnerait en toute probabilité les gains escomptés au niveau des coûts d'exploitation directs, se distingue par une motorisation faisant appel à des turboréacteurs à double flux donnant une poussée telle que deux moteurs suffiraient plutôt que trois, et ayant un taux de dilution et un rendement thermodynamique optimisés.

CA1
DTC 80I
82
E52Z
c.2.

Centre de développement
des transports
1000 o., rue Sherbrooke
Suite 2421
Montréal, Québec
H3A 2R3
Telex 05-24713

Transportation
Development Centre
1000 Sherbrooke St. W.
Suite 2421
Montreal, Quebec
H3A 2R3
Telex 05-24713

Library and Information Centre/
Centre de Documentation (GSLA)
RECEIVED – REÇU LE
JAN 24 1983
Transport Canada / Transports Canada